

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公表特許公報 (A)

(11) 特許出願公表番号

特表2000-512915

(P2000-512915A)

(43) 公表日 平成12年10月3日 (2000.10.3)

(51) Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	テラコト (参考)
B 2 3 K 20/12	3 1 0	B 2 3 K 20/12	3 1 0
B 6 4 C 1/00		B 6 4 C 1/00	Z

審査請求 有 予備審査請求 有 (全 42 頁)

(21) 出願番号 特願平11-503939
 (86) (22) 出願日 平成10年6月22日 (1998. 6. 22)
 (85) 翻訳文提出日 平成11年12月20日 (1999. 12. 20)
 (86) 国際出願番号 PCT/GB 98/01650
 (87) 国際公開番号 WO 98/58759
 (87) 国際公開日 平成10年12月30日 (1998. 12. 30)
 (31) 優先権主張番号 9713209. 6
 (32) 優先日 平成9年6月20日 (1997. 6. 20)
 (33) 優先権主張国 イギリス (GB)
 (81) 指定国 EP (AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE), EA (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), AU, CA, JP, KR, NO, SG, US

(71) 出願人 プリテッシュ エアロスペース パブリック リミテッド カンパニー
 イギリス国、ハンプシャー・ジュー14・6ワイユー、ファーンパーロウ、ファーンパーロウ・エアロスペース・センター、ピーオー、ボックス、87、ウオリツク・ハウス
 (72) 発明者 ウォルラストン、ティム
 イギリス国、ビーエス99・7エアー、プリストル、フィルトン、ニュー・フィルトン・ハウス、プリティッシュ・エアロスペース・エアバス内
 (74) 代理人 弁理士 鈴江 武彦 (外4名)

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 摩擦溶接用金属構成要素

(57) 【要約】

航空機の構造上のフレーム部品を形成する方法および機体構造構成要素を提供する。該方法では、少なくとも2つの構成要素(1, 2)を互いに隣接するように置き、摩擦撓拌バット溶接(3)によって2つの構成要素(1, 2)を一緒に接合することを含み、また構造上の機体構成要素は、本発明の方法にしたがって製造された構成要素を含む。

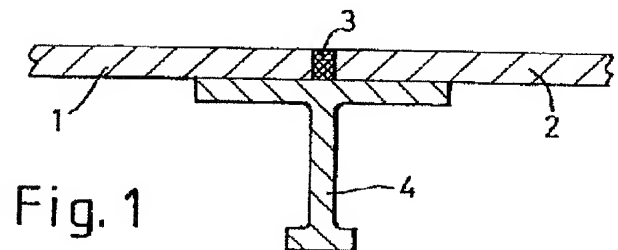


Fig. 1

【特許請求の範囲】

1. 互いに隣接している少なくとも2つの構成要素を位置決めし、それらを摩擦攪拌バット溶接によって一緒に接合することを含む航空機の構造機体構成要素を形成する方法。2. 構造機体構成要素は航空機の翼のリップを含み、少なくとも2つの構成要素は中央ウエップ素子およびリップ脚部素子を含み、前記方法は部分的に浸透する摩擦攪拌バット溶接によって中央ウエップ素子およびリップ脚部素子を一緒に接合する段階と、次に完全に浸透して溶接されるまで、隣接領域において中央ウエップ要素およびリップ脚部素子の少なくとも1つから材料を機械加工して取去る段階とを含む請求項1記載の方法。3. L字形断面の前記リップ脚部素子を準備して、機械加工し、少なくともリップ脚部要素から材料を取去り、T字形断面のリップ脚部を形成する段階を含む請求項2記載の方法。4. 溶接耐疲労特徴を溶接のランアウトへ加える段階を含む請求項1ないし3記載の方法。5. 耐疲労特徴が、固定具がそこに挿入されている冷間加工された孔である請求項4記載の方法。6. 耐疲労特徴が溶接ランアウト領域におけるショットピーニングであることを含む請求項4または5記載の方法。7. 耐疲労特徴が、溶接ジョイント方向に対して横方向位置で固定されるスプラインストラップである請求項4記載の方法。8. 耐疲労特徴が、溶接ランアウト領域における溶接された構成要素材料を厚くすることを含む請求項4ないし7の何れか1項記載の方法。9. 溶接表面を少なくとも実質的に0.10mmの深さまで機械加工して取去ることによって溶接の残留応力を軽減する段階を含む請求項1ないし8の何れか1項記載の方法。10. プローブを2つの構成要素間へプローブ挿入位置における材料の厚さに依存する深さまで挿入し、溶接進行中に前記材料の厚さにしたがってプローブを挿入する深さを変化させることによって、異なる厚さの材料を含む構成要素を溶接するのに応用される請求項1ないし9記載の方法。11. ジョイントに沿うプローブ供給レートおよびプローブ回転速度の少なくとも一方を変化させることを含む請求項10記載の方法。12. 航空機の構造機体構成要素が、押し出し成形された外板スチフナを含み、前記方法が、スチフナの押し出し成形された部分を押し出し成形された部分の幅拡大領域に隣接するように置き、摩擦攪拌バット溶接によってそれらを一緒に接合する段階を含む請求項1ないし11記載の方法。13. 少なくとも1つの摩擦攪拌バット溶接されたジョイントを含む航空機用の構造機体構成要素。14. 前記バット溶接されたジョイントの領域において、構成要素が2倍の曲率をもっている請求項13記載の構造機体構成要素。15. 前記溶接が、種々の厚さの構成要素材料に対応して実質的にその長さに沿って厚さが変化している請求項13または14記載の構造機体構成要素。16. 構成要素材料の厚さが溶接ジョイントをまたいで変化する請求項13ないし15の何れか1項記

載の構造機体構成要素。17. 少なくとも1つの前記溶接が、溶接のランアウトに耐溶接疲労特徴を含む請求項13ないし16の何れか1項記載の構造機体構成要素。18. 構成要素が、一緒に摩擦攪拌バット溶接された少なくとも2つの外板パネルを含む請求項13ないし17の何れか1項記載の構造機体構成要素。19. 前記少なくとも2つの外板パネルが、前記溶接部の長さに沿ってそこに取付けられた外板スチフナを有しており、この取付けは溶接部の何れかの側部上で外板に取付けられたスチフナの外板契合用フランジによっている請求項18記載の構造機体構成要素。20. 少なくとも1つの摩擦攪拌バット溶接されたジョイントが、少なくとも2つの押出し成形された一体に補剛された翼パネル部分を接合する請求項13ないし19の何れか1項記載の構造機体構成要素。21. 成形されたプラグを内部の適所に摩擦攪拌バット溶接した機体外板パネルを含む請求項13ないし20の何れか1項記載の構造機体構成要素。22. 少なくとも1つの第1の部分のスチフナをもっており、該第1の部分のスチフナがスチフナの第1の部分に摩擦攪拌バット溶接されたスチフナの別の部分と一体に形成された航空機外板パネルを含む請求項13ないし21のいずれか1項記載の構造機体構成要素。23. 7000シリーズアルミニウム合金のビレットが、2000シリーズアルミニウム合金のビレットへ摩擦攪拌バット溶接される請求項13ないし17の何れか1項記載の構造機体構成要素。24. ビレットが鍛造および押出し成形から選択される請求項23記載の構造機体構成要素。25. 前記翼ビレットから機械加工された航空機の翼のリップおよび翼桁の1つを含む請求項23または24記載の構造機体構成要素。26. 航空機の翼のリップおよび翼桁の前記1つが、実質的にその中立軸に沿って前記溶接を含む請求項25記載の構造機体構成要素。27. 中央ウエップとその上方および下方のブームとの間のジャンクション領域において個別のビレットを接合する少なくとも1つの前記溶接を含む請求項25または26の何れか1項記載の構造機体構成要素。28. 断面形状がI字形断面およびJ字形断面の一方であり、ウエップの高さが構成要素の長さに沿ってテーパがついていて、テーパ状のウエップの長さに沿って延在している摩擦攪拌バット溶接されたジョイントをもつ請求項1ないし17または22ないし27の何れか1項記載の構造機体構成要素。29. 押出し成形された航空機外板スチフナを含み、該スチフナは押出し成形された幅よりも長くスチフナの幅が延在している少なくとも1つの延在領域を含み、前記少なくとも1つの延在領域は摩擦攪拌バット溶接されたジョイントによってスチフナの残りの部分に取付けられている請求項13ないし17の何れか1項記載の方法。30. 外板ストリングを含み、少なくとも1つの前記延在領域がリップグロウアウトとそのスぺード端部、および他のルート端部の1つの少なくとも一部分を輪郭領域を形成し

ている請求項29記載の構造機体構成要素。31. 中央ウェブによって上方および下方のブームに分割されたI字形断面部またはJ字形断面部を含み、少なくとも1つの延在領域が、少なくとも1つのウェブ側部上の上方および下方のブームの両方に摩擦攪拌バット溶接されている請求項29または30記載の構造機体構成要素。32. 前記溶接が、翼の外板パネルと翼桁およびリブの一方を接合する請求項13ないし17の何れか1項記載の構造機体構成要素。33. 翼桁およびリブの前記一方の一部が、空気力学的な翼形の一部を形成している請求項32記載の構造機体構成要素。34. 翼桁およびリブの前記一方がハイブリッドビレットから機械加工され、7000シリーズのアルミニウム合金のビレットが2000シリーズのアルミニウム合金のビレットへ摩擦攪拌バット溶接される請求項32または33記載の構造航空機構成要素。35. 前記深さが少なくとも実質的に0.25mmである請求項9記載の方法。36. 前記深さが少なくとも実質的に0.50mmである請求項9記載の方法。37. 2つの構成要素を互いに隣接して置き、摩擦攪拌バット溶接によって2つの構成要素を一緒に接合することによって製造される航空機の構造航空機構成要素。38. 請求項13ないし34、または37の何れか1項記載の少なくとも1つの構造機体構成要素を含む航空機用の機体。39. 請求項13ないし34、または37の何れか1項記載の少なくとも1つの構造機体構成要素を含む航空機の翼。

【発明の詳細な説明】

摩擦溶接用金属構成要素 本発明は、金属、とくにアルミニウム合金構成要素もしくは部品、詳しくは飛行機、ヘリコプタ、ホバークラフト、スペースクラフト、ボート、および船舶のような高い強度が要求される状況で使用される金属の摩擦溶接に関する。本発明の構造およびプロセスは、とくに強度対重量比が最も重要な主要構造部分を含む航空機構造に応用される。設計およびその後の製造において、航空機操縦の異なる段階、例えば定常、水平飛行、上昇、降下、離陸、着陸、または突風状態で構造に加わる応力が非常に多様なために、機体構造構成要素（部品）は本質的に複雑である。簡素化して、機体部品数を低減するために、中まで均質の(solid)ビレットからこのような構成要素を一体構成で機械加工するのは周知の原理である。このやり方では、パーツを数えて、完成構造の重量、コスト、および複雑さを低減することができる。しかしながら現在実現できる設計では、例えば全体のビレットの大きさのような製造能力に限界が存在し、それに加えて多くの主な航空機構造用の溶接ジョイントは、周知のように品質上疲労を引き起こし、亀裂が拡大するという溶接のジョイント品質のために使用できないことによって制約されている。航空機の翼を製造する際に、現在の設計限界の例は、翼ボックス構築用の上方および下方の翼の外板（スキン）パ

ネルについての使用可能な大きさで生じている。現在、エアバスA340型のような大型旅客機では、単一のパネルが望ましいときは、翼ボックスの一定の領域に4つ以内の別個の機械加工されたパネル間にスプライスジョイントを必要とする。パネルによって形成された翼外板では全体の重量およびコストが増加する。さらにマルチパネルアセンブリに代わる単一のパネルは構造上より効果的である。現在のパネルの大きさの限界は、パネルが巻付けられるアルミニウム合金のビレットの大きさに課せられる制限に原因がある。さらに現在の技術に課せられている限界の別の例は中まで均質のアルミニウム合金ビレットの製造で生じており、このアルミニウムビレットからは大型商用航空機の内側の翼桁が形成されている。さらに将来の大型旅客機に対して現在計画されているように航空機の大きさを大きくすると、現在製造可能なビレットよりも大きなビレットが必要となる。この制約は、部品間で複雑なボルト留めしたジョイントを必要とする。このようなボルトジョイントは、構造の重量および複雑さを著しく増すので、構造上適切でない。航空機の翼ボックス内の上方および下方の翼の外板と、各上方および下方の翼桁フランジとの交差部にも設計上の困難が生じることがある。上方および下方の翼の外板は構造上異なる要件を満たすことができるように異なる合金で作られることになる。これらの異なる合金を接合して翼桁を作るとき、それぞれ外板および翼桁の材料特性が異なるために、疲労による亀裂が生じることがある。

航空機の翼外板スティフナ、例えばストリングの最適な断面形状を達成するのにかかるコストを受入れられる程度にするのにさらに別の困難が生じることがある。ここでは、ストリング端部に必要な追加材料、すなわち例えば“スぺード端部(spade end)”または“リブグロウアウト(rib growout)”としばしば呼ばれるものは、ストリングの全長にける部分的な形状を詳細に示し、ストリングのほぼ全長で望ましくない材料を機械加工で除去するようにすることができるが、結果的に機械加工と材料の廃棄のコストが過度に高額になってしまう。本発明の1つの態様にしたがって、互いに隣接している少なくとも2つの構成要素を位置決めし、それらを摩擦攪拌バット溶接(friction stir butt welding)によって一緒に接合することを含む航空機の構造機体構成要素（部品）を形成する方法を提供する。構造機体構成要素は航空機の翼のリブを含んでもよく、少なくとも2つの構成要素は中央のウェブ素子およびリブ脚部素子から構成することができ、該方法では、部分的に浸透する摩擦攪拌バット溶接によって中央のウェブ素子とリブ脚部素子とを一緒に接合し、次に完全に浸透した溶接となるまで機械加工して、隣接領域内の少なくとも1つの中央のウェブ素子とリブ脚部素子とから材料を取去る段階を含んでもよい。前記方法はさらに、L字形断面の前記リブ脚部素子を準備して、機械加工し、少なくともリブ脚

部素子から材料を取り、T字形断面のリブ脚部を形成する段階を含んでもよい。本明細書で使用されている“バット溶接”という用語は、互いに隣接している縁部または表面をもつ少なくとも2つの構成要素を、構成要素が概ね隣接領域内で同一平面にあるか否かに関わらず、一緒に溶接するプロセスを含むことを意味している。摩擦攪拌バット溶接技術は、The Welding Instituteへ譲渡され、参考文献として全体的に本明細書に組込まれる欧州特許No. 615480Bから既に知られている。摩擦攪拌バット溶接技術は、互いに隣接している2つの前記構成要素を位置決めすること、構成要素材料よりも固いプローブの材料を、2つの構成要素間の接合領域へ挿入すること、およびプローブと構成要素とを相対的に繰返し運動させて、摩擦熱を起し、接合領域内の構成要素の一部を可塑化状態にすること、プローブを取り除くこと、および可塑化部分を凝固して、構成要素と一緒に接合することを含む。航空機機体構造、例えば主要な荷重支持構造は、上述の既知の溶接特性、すなわち必然的に疲労を生じる性質があるために、この摩擦攪拌バット溶接技術を応用できると予測されていなかった。しかしながら、実行された作業から、摩擦攪拌バット溶接は実際には上述のような構造を可能にする品質を備えていることが明らかになったことは驚くべきことであった。

溶接ジョイントの領域で亀裂が拡大する可能性をなくすために、耐溶接疲労の特徴を溶接のランアウトに応用できる。この特徴は、ランアウト領域内で溶接ジョイントを通して作られ、例えばボルトのようなファスナを挿入した冷間加工孔を含んでいる。その代りに、またはさらに加えて、溶接ランアウト領域内の接合された構成要素はショットピーンされたり(shot peened)、または溶接ジョイント方向に対して横方向の位置にスプライスストラップで固定してもよい。さらに別なものとして、または加えて、溶接ランアウト領域内の溶接された構成要素材料を厚くしてもよい。種々の上述の方法によって、溶接ジョイントの主要な疲労領域の1つが逆方向に作用するのを防ぐことができる。摩擦攪拌バット溶接方法は、前記プローブを2つの構成要素間の連結部内へ、プローブ挿入位置の材料の厚さに依存する深さまで挿入することによって、厚さが異なる、例えば先細形材料と一緒に溶接した構成要素に溶接することができる。このやり方で、十分な深さの構成要素材料を貫通して、溶接の長さに沿って指定された溶接浸透を達成することができる。前記方法では、2つの部分から構成されるプローブを準備することを含み、該プローブは溶接領域に浸透する中央部分と、中央部分と関係して動き、接合される構成要素表面に沿って溶接領域上を移動する周辺部分とから成り、中央部分は溶接中に周辺部分の中および外へ動くことができる。中央部分および周辺部分は、その間をねじ接続、またはギア接続あるいはカム手段のような他の適切な機構によって相対的に動作できるようにして

もよい。中央部分および周辺部分は、その間で働くシール手段を含み、このシール手段によって柔らかくなった構成要素材料の進入を防ぐことができる。先細形の構成要素(部品)のような厚さが変化する前記構成要素の溶接部に沿って移動する間に、連結部に沿って行なわれるプローブ供給レートおよびプローブ回転速度を変化させて、溶接状態を最適化してもよい。航空機用の構造機体構成要素には外板スチフナを含んでもよく、前記方法は、押出し成形部が延在部または幅増加領域と隣接するように押出し成形部を位置決めし、摩擦攪拌バット溶接によって延在領域へ押出し成形部を接合する段階を含んでもよい。このやり方では、延在領域、例えばリブグロウアウト(rib growout)、ストリングスペード端部、および押出し成形部の幅よりも大きい幅をもつ他のルート(根幹)端部輪郭は、要求される最大幅の押出し成形部の形成に頼ったり、長さの長い押出し成形部を機械加工して、短かい幅の延在領域の押出し成形部のみを残したりすることなく、スチフナ上に形成することができる。

本発明の第2の態様にしたがって、摩擦攪拌バット溶接された連結部を含む航空機用の構造機体構成要素を提供する。バット溶接された連結部領域内の構成要素は曲率が2倍であってよい。さらに、溶接は長さに沿って厚さが先細になっていてもよい。構成要素は、一緒にバット溶接された少なくとも2つの外板パネルを含んでもよい。本発明にしたがって、必要な大きさの翼、胴体外板、または外板もしくはスチフナパネルを生成することができる。前記外板パネルは、溶接の長さに沿って外板スチフナをそれに取付けてもよい。このような外板スチフナは外板ストリングを含んでもよく、該外板ストリングではその外板部分フランジは溶接部の何れかの側部で外板に取り付けられている。この構成要素は、少なくとも2つの押出し成形された部分から成る補剛した(スティフネスを増した)航空機翼外板アセンブリを含み、この押出し成形部分はそれぞれ外板形成およびスチフナ形成部分を一緒に溶接したものである。各溶接は、交差して固定されたバットストラップを含み、上述のようなランアウトの特徴を含んでもよい。この構成要素は航空機外板およびスチフナアセンブリを含んでもよく、このアセンブリは2つのスチフナ間に連結部を含み、そこでは外板と一緒に摩擦攪拌バット溶接されている。この構成要素は、成形されたプラグを内部の適所に摩擦攪拌バット溶接した航空機外板パネルを含んでもよい。このやり方では、外板形成中に外板を局部的に付加すること、すなわち外板が厚くなることを避けることができる。この構成要素は、断面の異なる2つのサブ構成要素を摩擦攪拌バット溶接した連結部を含んでもよい。この構成要素はアルミニウム合金のハイブリッドビレット、例えば7000シリーズの合金を2000シリーズの合金に摩擦攪拌溶接したものを含んでもよい。これら2つの合金の既知の特性をよりよく利用できるよ

うにした。概ねハイブリッドビレットの摩擦攪拌バット溶接は、要求通りに厚さ、材料の強度、および耐疲労性を調整することができる。ビレットは、例えば環境に応じて鋳造または押出しであってもよい。摩擦攪拌バットの溶接されたジョイントは、ジョイントの代りに固定具を使用し、例えば大型航空機の翼桁方向に翼桁の製造では、一般的に使用される固定具数を低減し、結果的にコストおよび重量を低減する。さらに溶接されたジョイント自体は構造上より効果的になり、固定されたジョイントよりも強くなり、よりよい疲労特性をもつことが分かった。加えて、固定具および接合シーラントを取去ることによって、溶接されたジョイントの構成時間を低減できる。さらに翼内の燃料漏れ経路は取去られる。この構成要素には、前記ハイブリッドビレットから機械加工された航空機の翼リブまたは翼桁を含んでもよい。ハイブリッドビレットは、ビレット上に位置決めされた2以上の前記摩擦攪拌バット溶接をされたジョイントを含み、要求される特定の環境においてビレットの強度特性を最適化することができる。例えば前記スベアはその中立軸に沿った溶接を含むか、または中央ウエップとその上方および下方のブームとの間の連結領域内にこのような溶接を含んでもよい。この構成要素はI字形断面またはJ字形断面のストリフナを含み、ストリフナのウエップの高さはストリフナの長さに沿ってテーパがついていて、テーパのついたウエップの長さに沿って延在している摩擦攪拌バット溶接されたジョイントを有している。この構成要素は航空機外板パネルを含んでもよく、この航空機外板パネルには少なくとも1つの第1の部分のストリフナがストリフナの第1の部分に摩擦攪拌バット溶接されたストリフナの別の部分と一体に形成されている。この構成要素は押出し成形された航空機外板ストリフナを含んでもよく、このストリフナは押出し成形された幅よりも長くストリフナの幅を延ばしている少なくとも1つの延在領域を含み、前記少なくとも1つの延在領域は摩擦攪拌バット溶接されたジョイントによってストリフナの残部に取付けられている。この少なくとも1つの前記延在領域にはリブグロウアウトの一部分、スぺード端部、または外板ストリフナの他のルート端部の輪郭領域があってもよい。この構成要素は、中央のウエップによって分離された上方および下方のブームまたはフランジをもつI字形断面またはJ字形断面のストリフナであってもよく、少なくとも1つの延在領域はウエップの一方または両方の側部上で上方または下方のブームの少なくとも一方に摩擦攪拌バット溶接されてもよい。ここで本発明を添付の図面を参照して例示的に記載することにする。図1は、本発明の溶接され補剛された航空機の翼の外板パネルアセンブリの断面図である。図2は、本発明の別の溶接され補剛された翼の外板パネルアセンブリを示す。

図3は、本発明のさらに別の溶接され補剛された翼の外板パネルアセンブリを示す。図4は、本発明のさらに別

の溶接され補剛された翼の外板パネルアセンブリを示す。

図5A、5B、5Cは、本発明にしたがってパネル補剛部材を正しい位置に溶接する別の方法を示す。図6は、本発明にしたがってストリフナとパネルの間のジョイントに溶接され補剛されたパネルアセンブリの断面図である。図7は、図6の矢印VIIから見た図である。図8は、本発明にしたがうストリフナもしくはパネルの押出し成形された断面と別のパネルの押出し成形された断面と連結部の断面図である。図9は、図8に示した方向IXから見た図である。図10は、本発明のハイブリッドビレットを示す。図11は、図10に示したビレットから機械加工された航空機の翼桁を示す。図12は、本発明にしたがって溶接された外板翼桁アセンブリを示す。図13は、図12の外板翼桁アセンブリとは別の外板翼桁アセンブリを示す。図14は、本発明の外板翼桁リブポストアセンブリを示す。図15は、ストリフナランアウトの領域における本発明の補剛された航空機外板パネルの詳細な平面図である。図16は、本発明の摩擦攪拌バット溶接ランアウトの平面図である。図17は、本発明の別の摩擦攪拌バット溶接ランアウトの平面図である。図18は、本発明のさらに別の摩擦攪拌バット溶接ランアウトの平面図である。図19は、図18のラインXIX-XIXから見た断面図である。図20は、摩擦攪拌バット溶接処理中の本発明の構成要素およびプローブの側面図である。図21は、本発明の摩擦攪拌バット溶接プローブの部分断面図を示す。図22は、本発明にしたがってバット溶接されたプラグが差込まれた航空機外板パネルの一部の断面図を示す。図23は、次に機械加工された状態の図22の構成を示す。図24は、従来技術の金属ビレットを示す。図25は、本発明の別のビレットを示す。図26は、本発明の左側翼の外板パネルを示す。図27は、本発明の右側翼の外板パネルを示す。図28は、本発明にしたがう摩擦攪拌溶接されたジョイントをもつテーパ付きのI字形断面ストリフナを示す。図29A、29B、29C、29D、および29Eは、本発明にしたがって異なる位置に摩擦攪拌バット溶接されたジョイントをもつ別の航空機翼桁構成を示す。図30は、本発明にしたがって垂直方向の摩擦攪拌バット溶接をもつ航空機翼桁を示す。図31は、一方の航空機の翼リブの脚部が残りのリブに本発明にしたがって摩擦攪拌バット溶接された航空機の翼リブを示す。図32は、図31とは別の本発明にしたがう構成を示す。図33は、本発明にしたがって摩擦攪拌バット溶接された航空機の後縁リブを示す。図34は、本発明にしたがって航空機の翼リブの製造の際に使用される要素の展開平面図を示す。図35は、図34に示された矢印刀XXXVから見た部分的に構成された要素の図である。図36は、図34の摩擦攪拌バットのリブを本発明にしたがって溶接し、機械加工して最終的な形状になったものを示す。

図37は、本発明にしたがって製造された一般的な航空機の翼の外板ルート端部ストリング平面図である。図38は、図37のラインXXXIIX-XXXIIXに沿う断面図である。図39は、2つのプレーンな（何も加工していない）アルミニウム合金試料と、“製造された状態”と、本発明の状態にしたがって機械加工された両方の摩擦攪拌溶接（“FSW”）されたアルミニウム合金試料と、締めばめ固定具（インターフェアランスフィットファスナ）付き高ロード（負荷）伝達ジョイントを備えたアルミニウム合金試料における故障サイクル数に対する最大応力の疲労寿命のグラフである。図40は、摩擦攪拌溶接されたアルミニウム合金板の深さに対する残留応力の分布グラフであり、溶接の中心から深さへ10・5mmの距離における残留応力を示す。図1では、翼パネル1、2が参照番号3において一緒に摩擦攪拌バット溶接されており、溶接3の両側部でそれぞれ外板パネル1、2にストリング4をボルトで固定している。したがって第2のロード経路が備えられて、バットストラップは必要なくなっている。図2、3、および4には、翼の外板または胴体外板補剛アセンブリに対する別の構造アセンブリを示した。図2では、押出し成形されたパネルスチフナアセンブリ5、6は、参照符号3においてバットトラップ7と一緒に摩擦攪拌バット溶接され、バットストラップ7は溶接3の何れかの側部でそれぞれ部材5および6の適所にボルトで固定される。ここでもこの手段によって第2のロード経路が備えられていることが分かるであろう。図3では、図2と類似の構成が示されており、図3の構成は部材5と6との間に挿入され、溶接部3で適所に摩擦攪拌バット溶接された中間の外板部分8を含む。ここでも部材5、6は押出し成形された部分9、10は図3の部分5、6よりもはるかに幅が広く、各断面9、10は多数の補剛部分11を含んでいるが、同様に参照符号3に摩擦攪拌バット溶接されている。図5A、5B、および5Cは、パネル部材にスチフナを取付ける別の方法を示す。図5Aでは押出し成形12は補剛部分13をもち、参照符号3で摩擦溶接バット溶接されている。図5Bでは、摩擦溶接バット溶接部3は一緒に2つのパネル部材1、2を、さらにT字形スチフナ14と接続している。溶接3は、部材1、2、および14の全空間を塞いでいることが認められよう。図5Cは、図5Bとは別の構成であって、T字形スチフナ15がパネル部材1と2との間に延在している構成を示している。図6は、2つの押出し成形された航空機外板パネル17、18と2つの外板スチフナ19、20との間のジョイント16を含むジョイント領域を示す。ストラップ21、22はスチフナ19、20間に延在し、適所にボルトで固定される。さらに外板パネル部材17、18は23、24で先細形になり、バットストラップ25を摩擦攪拌バット溶接部3上に位置付け、パネル17、18によって固定できる。このようなジョイン

ト構成は、例えば外板ストリングランアウトにおいて望ましく、パネル部材17、18においてジョイントと適切に結合できる。このジョイントの本質的な強度および安定性において、摩擦攪拌バット溶接の特性を完全に利用していることが分かるであろう。図8および9では同様に、1対のスチフナ27、28のランアウトにおける外板パネルジョイント26を示している。図8の鎖線は材料が機械で取去られたことを示す。構成要素は押出し成形された断面29、30を含み、この断面29、30から材料が上述のように機械加工されている。断面30は、結合され押出し成形されたストリングパネルの断面であり、断面29は押出し成形されたパネル連結部の断面である。図15、37、および38において、航空機の押出し成形された外板ストリングの2つの可能な設計が示されており、各設計では摩擦攪拌バット溶接された延在領域を使用して、ストリングの押出し成形された幅よりもストリングの基本的な(key)部分を広げている。図15には、補剛された底部の翼の外板110がストリング111および112を取付けて示されている。各ストリングは、摩擦攪拌溶接部113、114、115、116を備えていて、それらが押出し成形された部分117、118、延在領域119、120、121、および122間にそれぞれジョイントを形成している。ストリングの押出し成形された幅W1は最終的な幅W2よりもはるかに狭く見えており、従来技術の製造方法では、ストリングが幅W2に押出し成形されて、ストリングのほぼ全長に対してスクラップ領域123、124、125、および126を機械加工で取去り、図示したように端部領域および“リップグロウアウト”を残しておく。図37および38は、航空機の翼ルート端部ストリングおよび外板アセンブリの2つの図を示し、図37および38では、ストリング127のルート端部輪郭は、摩擦攪拌溶接133、134、135、および136によって延在領域128、129、130、および131を押出し成形された部分132へ取付けることによって図15のストリング111および112と類似の方法で押出し成形されている。この手段によって、押出し成形された部分132のJ字形断面はルート端部輪郭のI字形断面に変換されて、ストリングのランアウト部分に必要な剛性を加える。可能性として材料および機械加工時間をより多く省くことができても、この例ではストリングの上方および下方のブームは従来技術にしたがってほぼ全長に沿って機械加工にかけなければならないことが分かるであろう。図10では、7000シリーズおよび2000シリーズの合金から形成されたアルミニウム合金ハイブリッドビレット31を示している。このビレットは機械加工にかけられると、図11に示した形態になって、当業者に容易に明らかなような異なる合金特性がもつ長所と、そのときには翼桁32が、それぞれ縁部33、34に沿って位置決めされた上方と下方の翼の外板パネル（図示されていない）間に延在し、またそれら自体、一般的に7000シリーズのアルミニウム合金の上方外板と一般的に2000シリーズのアルミ

ニウム合金の下方外板とをもつ異なる材料特性をもつという長所とをもつ。図12では、翼桁35の一部は参照符号36において角度のついた外板パネル37に溶接された摩擦攪拌バットを示し、次に外板パネル37は参照符号38において外板パネル部材39に摩擦攪拌バット溶接される。別個のリブポスト40は、部材35および37に適所で固定される。この例では、本発明の構造が複雑な構造のジョイントアセンブリを設計する際に設計者にどのように都合がよくなっているかを教示している。この例では図示した翼桁35の一部は7000シリーズアルミニウム合金で成り、角度のついた部分37は2000シリーズのアルミニウム合金で成り、外板部分39は2000シリーズのアルミニウム合金で成る。図13では、押出し成形された外板スチフナ部分41は参照符号42において翼桁の2000シリーズアルミニウム合金の下方部分43に摩擦攪拌バット溶接される。これは次に、参照符号44において7000シリーズアルミニウム合金の翼桁上方部分45に摩擦攪拌バット溶接される。この構成は、アセンブリ強度を失うことなく製造上の種々の長所を与える。図14では、押出し成形された部分の補剛された外板部材46は、参照符号47において外板パネル48に摩擦攪拌バット溶接される。外板パネル48は2000シリーズの合金であり、部材46は7000シリーズの合金である。リブポスト49は通常、部材46の補剛部分50に固定される。参照符号51にはシーラント（封止材）が与えられる。図16には、摩擦攪拌バット溶接52のランアウト領域を示した。溶接52は2つのパネル部材53、54間に延在している。冷間加工された孔55は、そこにボルトを挿入するために溶接をドリルして作られる。パネル53、54の縁部56はピーンで叩かれていた。その結果、この構成は全体的に残留応力が取除かれて、疲労寿命が改善され、安全性の高い摩擦攪拌バット溶接のランアウトになる。図17は、溶接52を横切って延在しているスプライストラップ57をもつ類似の構成を示している。ここでも縁部56はショットピーンが行なわれている。図18および19では、図17に示したのと類似の構成はパネル53、54を含み、パネル53、54は部分59において厚くなっており、ランアウトの溶接強度を増している。図19では、パネル53、54の高さHは縁部56において高くなっているように示されている。さらにスプライストラップ57はテーパが付いている。図20は、内側部分60と外側部分61をもつ摩擦攪拌バット溶接ツール59を示す。ツールは、断面にテーパがついている2つのパネル62、63間を横切っているように示されている。ツール59の直立回転軸は垂直方向から傾斜を付けられ、パネルのテーパに合わせていることが認められるであろう。ツールの内側部分60は外側部分61に格納できる。このやり方では溶接の深さを変えて、ワークピースパネルのテーパを収容することができる。この構成を使用して、温度、送り量(feed)、回転速度の動的なツールの制御を監視し、最適な溶接ジョイントの特性

を変化えることができる。図21は、図20のツール59を部分的に断面図で示し、内側部分60が外側部分61にどのように通されるかを示す。内側部分と外側部分の間に示したシール64では、ワークピース材料の進入を防いでいる。図22および23では、外板パネル65、外板パネル65内に空けられた開口部66、および円形プラグ67が、参照符号68で適所に摩擦攪拌バット溶接されていることを示す。機械加工にかけられて仕上がった部品は図23に示した。ここでは少量の超過材料が機械にかけられて、プラグ67の周囲から離され、穴150がプラグ内に形成された。これらの手段によって、パネルは最初よりもはるかに薄く製造され、全体から大量の材料を機械加工で取除く必要がなくなり、ボアを取り囲む小さい領域151を残すことができる。プラグ67は、この例では断面が円形であるが、所望の形であってもよい。図24は、従来技術にしたがってアルミニウム合金材料のビレット69が示され、このビレット69から図26、27の左側および右側の翼の外板パネル断面を機械加工することができる。図24のビレットのハッチ部分は全ての場合において無駄になることが分かるであろう。しかしながら本発明の方法を使用するとき、図25、26、および27に示したように、各パネル70、71はそれぞれビレット72、73、74、75から構成でき、次にこれらのビレットは参照符号76、77で摩擦攪拌溶接される。この方法では左側および右側の翼の外板パネルを効率的に作ることができ、従来技術のビレットの無駄なハッチ部分は除去される。図28では、先細形のスチフナ断面78が示され、その中央にはジョイント79が摩擦攪拌バット溶接されている。先細形断面はこのやり方でより効率的に生成できる。図29A、29B、29C、29D、および29Eは別の航空機の翼桁構成を示し、その種々の位置に摩擦攪拌バット溶接80、81を付して、必要に応じて強度、製造条件を最適化している。翼桁の各部分は異なる材料であり、例えば下方部分では張力特性が、上方部分では圧縮品質が優れているようにすることができる。図30は翼桁82を示し、摩擦攪拌バット溶接されたジョイント83を垂直方向に位置決めして強度を強化している。したがって構造上、より最適な部分を高い荷重領域へ挿入することができる。図31は、上方部分85と下方部分86との間にジョイントを形成している摩擦攪拌バット溶接部84を有する翼のリブを示す。この構成方法では、固体ビレットから機械加工する必要がなく、比較的にかなり多くの材料を節約する。図32は、別の翼のリブ設計を示しており、この翼のリブは参照符号90において一緒に摩擦攪拌バット溶接された2つの部分から製造されたリブ脚部87を有する。追加摩擦攪拌バット溶接部91は部分89とウェーブ部分92とを接合している。図33は航空機の翼の後縁リブを示しており、これは摩擦攪拌バット溶接部93、94、95を有して、固体ビレットから廃棄する大量の材料を機械加工にかけて取除くのを避けることによって製造コストおよび材料の無駄を

相当に低減している。図34、35、および36には、航空機の翼のリブおよびその製造方法を示した。図34および35では中央のビレット96から補剛ウェッジ97を機械加工にかけて作り、補剛ウェッジ97が、一連の外側ビレット98、99を摩擦攪拌バット溶接によって取付ける準備が完了していることを示している。図35では、素子96、98が互いに隣接して置かれており、摩擦攪拌溶接ツール101の回転プローブ100を備えていて、素子96、98と一緒に部分的な浸透溶接プロセスで溶接部105を形成する処理をしている。素子96および99は、部分的な深さの摩擦攪拌溶接部102と一緒にすでに溶接されている。図35および36から、外側ビレット98、99はL字形断面のものであり、リブ脚部103、104はT字形断面のものであることが分かるであろう。さらに、溶接部102および105は部分的に浸透する溶接部として形成されているが、ビレット96、98、99が機械加工にかけられて、図36に示した最終的な形状になってしまうと、溶接部102、105は完全に浸透した溶接部になっている。この製造方法から少なくとも2つの長所が生まれる。最初に、ビレット98、99をジグで工作する必要があるツール（図示されていない）は、リブ脚部103、104のT字形部分をジグで工作するのに必要なツールと比較して非常に簡単になり；ビレット98、99は、ビレット96と同様に、ビレット98、99の上部表面108、109に作用するクランプによってベッド107の表面106に押し付けて保持するだけでよい。第2に、溶接部102、105ではビレット98、99の金属量が多く、溶接部102、105からより迅速に熱を取去り、溶接部102、105を取囲む領域に影響を与える熱を低減するので、他よりも強力である。リブ脚部103、104は必ずビレット98、99のような形のビレットから機械加工されなければならないことが理解されるであろう。さらに、リブ脚部103、104の寸法に許容誤差を与えることによって、リブを最終的に組立てられ溶接された状態まで全て機械で加工するのをより容易に達成できるようになった。その代りにL字形ビレット98、99は押出し成形でもよい。加えて、隣接するビレット98、99はビレット96の別々の断面に溶接するか、またはいくつかまたは全てのビレット98または99をビレット96に溶接する前に互いに接合してもよい。さらに別の例として、各ビレット98、99は単一の成形ビレットでもよい。ビレットは、例えばプレートまたは押出し成形から鍛造して、機械加工して、所望の曲率でビレットに摩擦攪拌バット溶接してもよい。その結果パーツの数は8から2に低減することになる。本発明の構造によって押出し成形された断面を使用できるようになり、材料費を著しく節約し、対応して部品の計数値が低減したために組立て費を節約できることが分かるであろう。とくに図2、3、4に記載したように、航空機胴体構造に摩擦攪拌バット溶接を使用すると、押出し成形された部分、例えば以前は使用できなかった翼の外板スチフナ部分の使用が可能になる。図39のグラフを参

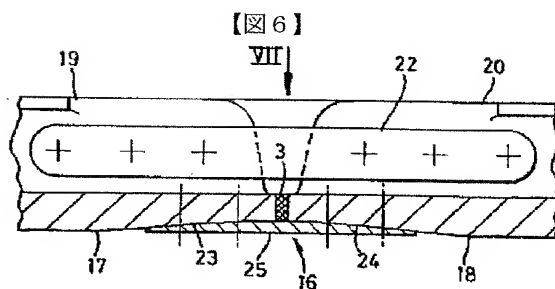
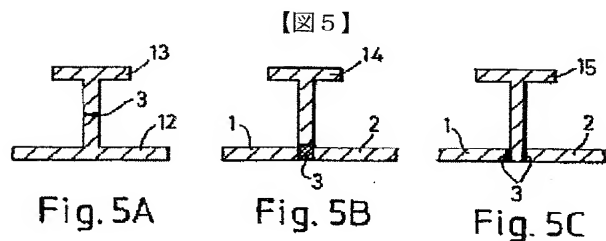
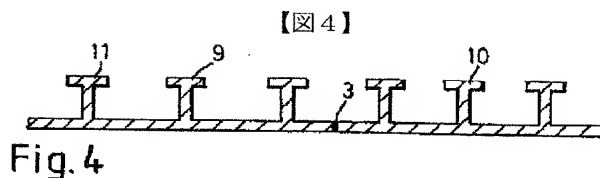
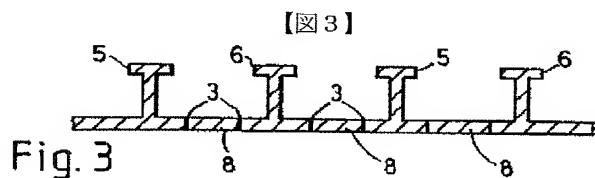
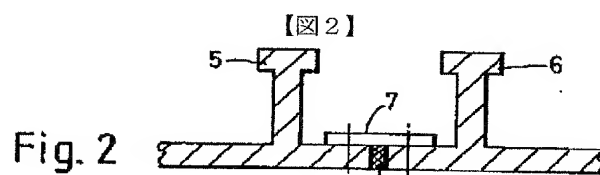
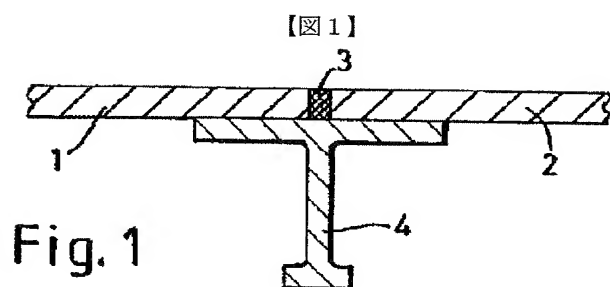
照すると、5つの場合に関してMPaでの最大応力を故障サイクル数の対数目盛に対してプロットした。上から3つの曲線は、“海軍研究実験データ(Naval Research Lab Data)”および“MIL-HDBKデータ(MIL-HDBK Data)”と記してあり、アルミニウム合金2024-T3のプレーンな試料に対する上述の変数をプロットしている。これらの曲線は最大約70万ないし80万サイクルまでの所定の応力レベルに対する最長の疲労寿命を示しているが、機械加工したFSW試料についての曲線はこのこれらのプレーンな試料の曲線と1千万の疲労に達する最大測定サイクル数(cycle to failure)の前に交差しており、両者よりも優れた結果を与えている。このグラフから得られる信頼できる教示は、FSW試料が明らかにプレーンな試料と比較してはるかに好ましく動作し、しかも最大応力が低くなるにつれて性能が向上することである。“製造されたままの”FSW溶接試料の曲線および締めりばめ固定具を有する高荷重伝達ジョイントの試料の曲線は、上述の曲線よりもMPaをはるかに低い。したがって意外なことに、75%ないし100%+で動作した機械加工されたFSWジョイントの試料は、この標準疲労試験で試験されたプレーンな試料と同様に、とくに機械加工されていないFSW試料のように、プレーンな試料よりも（予測したように）性能が良くないことが観察された。しかしながら機械加工されていないFSW試料の性能は、締めりばめ固定具を有する高荷重伝達(HLT)ジョイントを備えた試料の性能にほぼ一致し、したがって意外なことに、航空機構造構成要素に使用するのに適していることが証明されたことに注目すべきである。図40を参照すると、何故に機械加工されたFSW試料が、図39の疲労試験で記録された優れたで動作しているかが明らかになる。図40では、表面から異なる深さにおける残留応力を示しており、張力もしくは正の応力のピーク値は長手方向に生じ、約300MPaを記録している。この疲労は、約0.10mmの深さで約200MPaまで激しく低減し、約0.25mmの深さで再び激しく低減し、約0.50mmの深さで約130MPaの最低レベルに到達する。表面をさらに機械加工にかけても、この深さからはほとんど得るところがなく、残留応力はその後140ないし150MPaの範囲内に維持される。したがって既に記載したように、“製造されたまま”または機械加工されていないFSWは意外にも航空機の構造胴体構成要素に使用するのに完全に適しており、締めりばめ固定具をもつHLTジョイントに対する比較可能な疲労寿命を示すが、軽量になったことによる主要な可能性のある長所を設計者に与え、パーツの計数および組立て時間を低減し、機械加工にかかる時間および材料の廃棄を非常に節約することが明らかに認識される。しかしながら機械加工されたFSWの長い疲労寿命ははるかに長く、2024アルミニウム合金では純粋な2024材料の疲労寿命の約75%である。他

15

の航空機アルミニウム合金に関する作業から、これらの合金の疲労寿命は、FSWを使用したときに向上した疲労寿命と非常に類似していると考えられる。この疲労は締めりばめ固定具を使用したHLTジョイントで得られる疲労よりもはるかに高く、したがって設計者は上述で

16

記載したように、またこのタイプの溶接された構造を使用するとき、異なるアルミニウム合金間にFSWジョイントを使用することによって特定の条件にピレットを調整するとき、設計範囲を広げることができる。



【図 7】

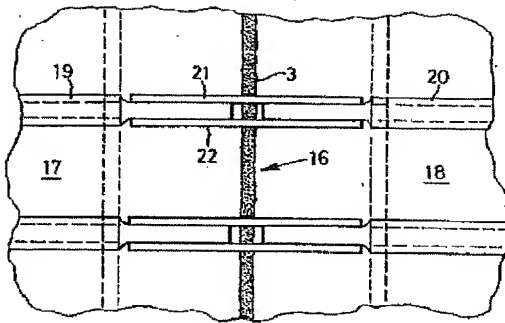


Fig. 7

【図 9】

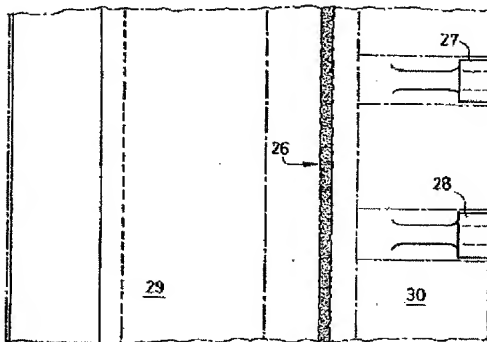


Fig. 9

【図 11】

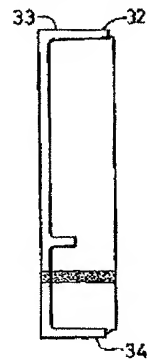


Fig. 11

【図 13】

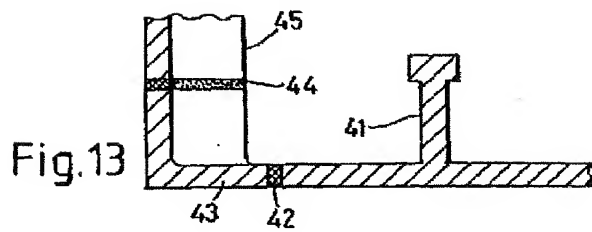


Fig. 13

【図 8】

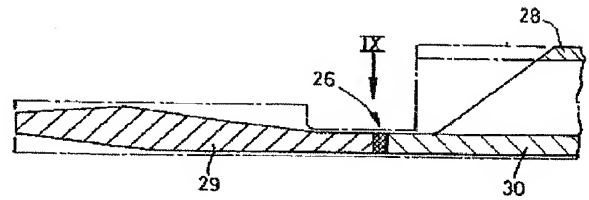


Fig. 8

【図 10】

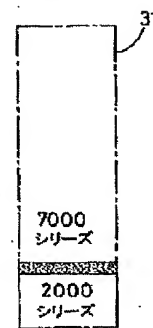


Fig. 10

【図 12】

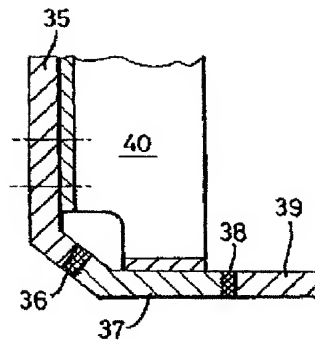


Fig. 12

【図 14】

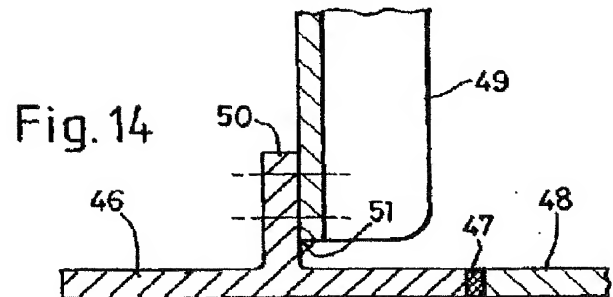


Fig. 14

【図15】

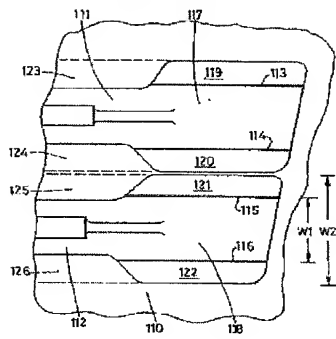


Fig. 15

【図17】

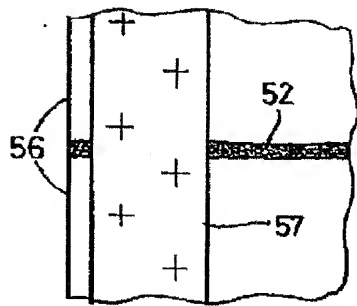


Fig. 17

【図19】

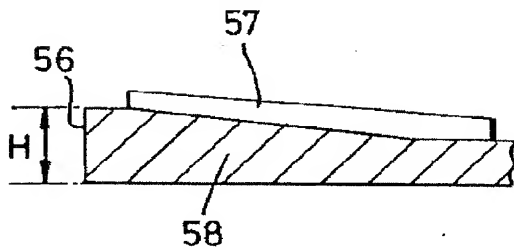


Fig. 19

【図21】

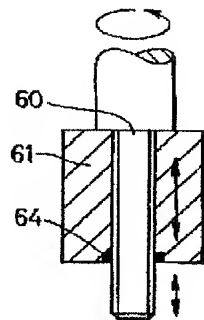


Fig. 21

【図16】

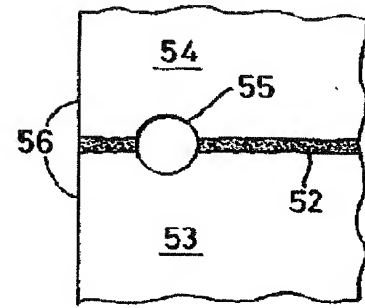


Fig. 16

【図18】

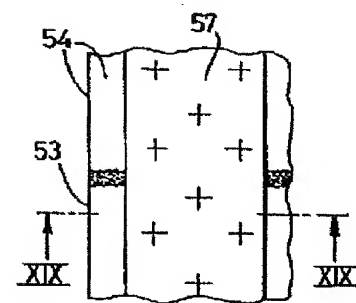


Fig. 18

【図20】

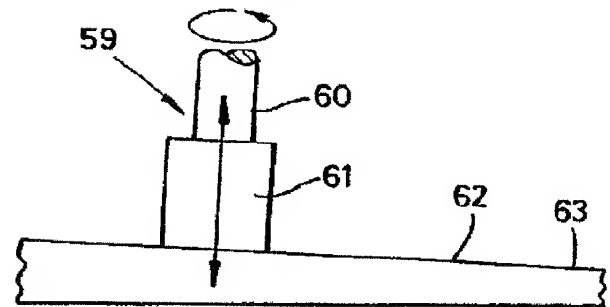


Fig. 20

【図22】

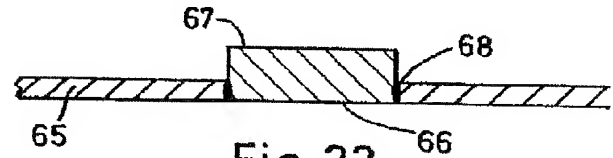
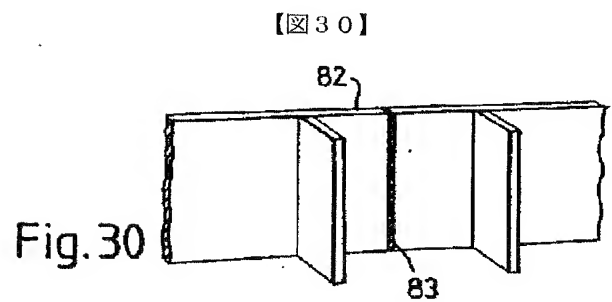
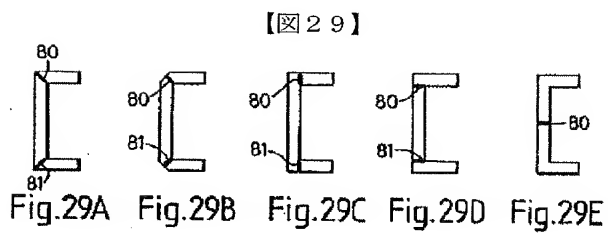
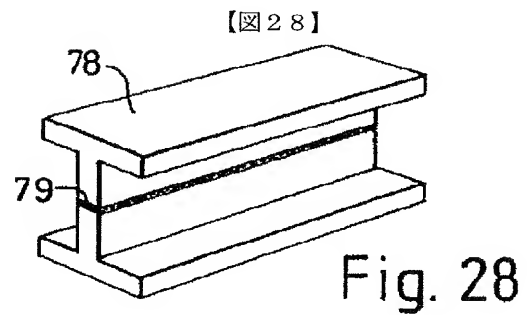
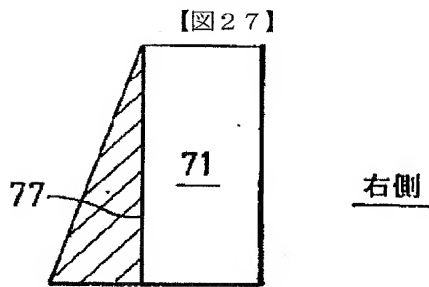
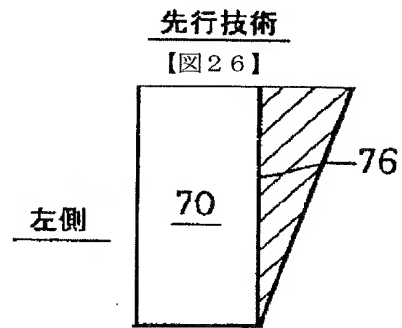
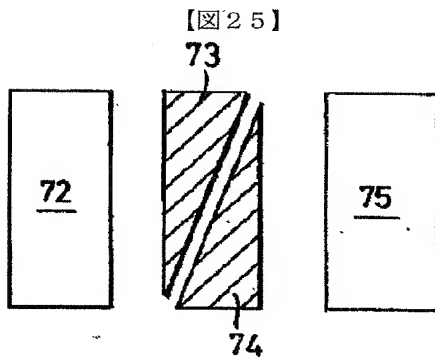
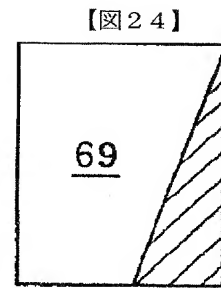
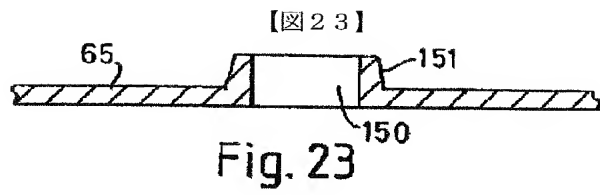


Fig. 22



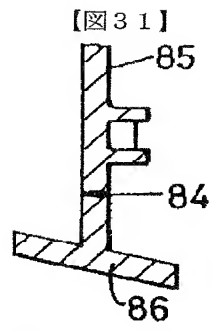


Fig. 31

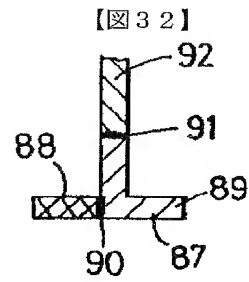


Fig. 32

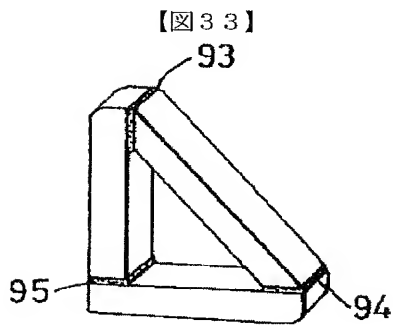


Fig. 33

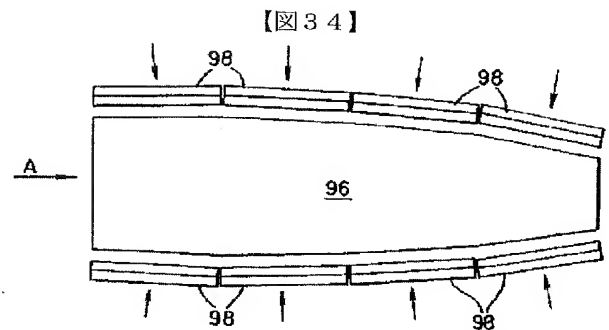


Fig. 34

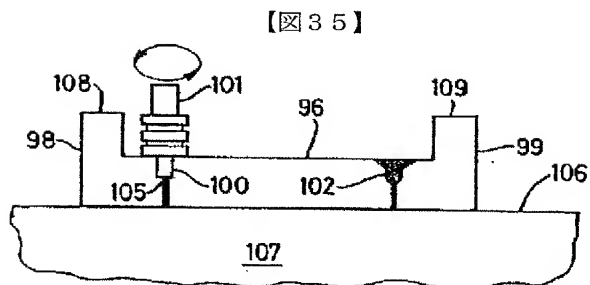


Fig. 35

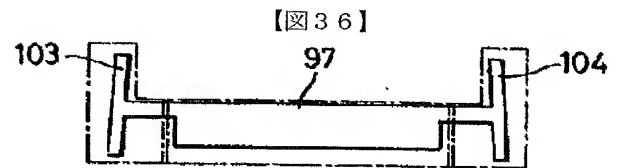


Fig. 36

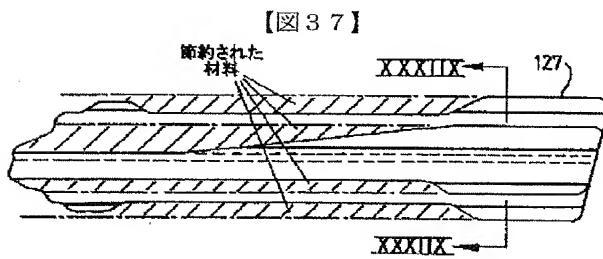


Fig. 37

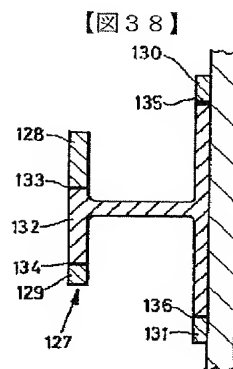
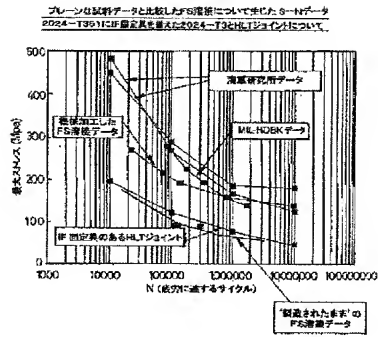
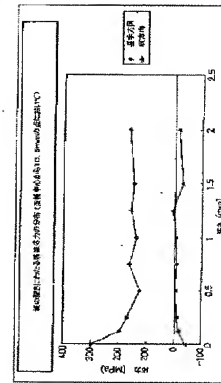


Fig. 38

【図39】



【図40】



【国際調査報告】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No. PCT/GB 98/01650	
A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER IPC 6 B23K20/12 B64C1/00	
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC	
B. FIELDS SEARCHED Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) IPC 6 B23K	
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched	
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)	
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT	
Category	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages
X	DAWES C J ET AL: "FRICTION STIR PROCESS WELDS ALUMINUM ALLOYS" 1 March 1996, WELDING JOURNAL INCLUDING: WELDING RESEARCH, VOL. 75, NR. 3, PAGE(S) 41 - 45 XP000587301 see the whole document
Y	
A	
P, Y	US 5 713 507 A (HOLT ELMO S ET AL) 3 February 1998 see abstract; figures
<input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of box C.	
<input checked="" type="checkbox"/> Patent family members are listed in annex.	
* Special categories of cited documents:	
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier document but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art. "&" document member of the same patent family	
Date of the actual completion of the international search 7 October 1998	Date of mailing of the international search report 15/10/1998
Name and mailing address of the ISA European Patent Office, P.O. Box 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31-70) 340-3016	Authorized officer Haegeman, M

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/GB 98/01650

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 5713507 A	03-02-1998	NONE	

フロントページの続き

- (72)発明者 ペドウエル、リチャード
イギリス国、ビーエス99・7エーアール、
ブリストル、フィルトン、ニュー・フィル
トン・ハウス、ブリティッシュ・エアロス
ペース・エアバス内
- (72)発明者 ブッシュ、ポール
イギリス国、ビーエス99・7エーアール、
ブリストル、フィルトン、ニュー・フィル
トン・ハウス、ブリティッシュ・エアロス
ペース・エアバス内